边界层吸入跨声速复合掠型风扇气动性能研究*

魏 巍1,任思源1,达兴亚1,季路成2

(1. 中国空气动力研究与发展中心,四川 绵阳 621000;
 2. 清华大学 航空发动机研究院,北京 100091)

摘 要:针对边界层吸入条件下的跨声速风扇设计问题,提出了一种掠型叶片的设计方法,分析了 三种前缘掠角分布对风扇气动性能的影响,并在边界层吸入情况下对比了复合掠型风扇和原型风扇的气 动性能和流动特征,探讨了叶片通过低压畸变区过程中的流场变化。研究结果表明,均匀来流时复合掠 型风扇没有改变原型风扇堵塞流量,但稳定裕度提高了7.1%;边界层吸入20%进口高度时,复合掠型 风扇峰值效率比均匀来流时降低了1.8%。与Rotor 67风扇相比,复合掠型风扇能够在更低的流量工况下 承受同等的来流参数畸变流场。在叶片通过畸变区域过程中,退出畸变流场时更容易触发旋转失速。

关键词:边界层;复合掠型;跨声速风扇;分布式推进;总压畸变;气动性能 中图分类号:V211.48 文献标识码:A 文章编号:1001-4055 (2021) 08-1815-12 DOI: 10.13675/j.cnki. tjjs. 200160

Aerodynamic Performance Study for Transonic Compound Swept Fan with Boundary Layer Ingestion

WEI Wei¹, REN Si-yuan¹, DA Xing-ya¹, JI Lu-cheng²

China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang 621000, China;
 Aeroengine Research Institute, Tsinghua University, Beijing 100091, China)

Abstract: Focusing on the transonic fan design problem with the boundary layer ingesting, a swept blade design method is put forward and the effects of three leading edge swept angle distributions are investigated on fans' aerodynamic performance. Furthermore, the flow field features and aerodynamic performance comparative analysis are also implemented between the original fan and the compound swept fan with the boundary layer ingesting. The flow field changes are also discussed when the tip blades pass by the low pressure distortion region. The results reveal that the compound swept fan does not change the original fan choke mass flow with the uniform inlet flow, and the stability margin has been improved by 7.1%. With the boundary layer ingesting up to 20% inlet height, the maximum efficiency of the compound swept fan has been reduced by 1.8%, compared with the uniform inlet flow. Meanwhile, the fan can suffer the inlet distortion flow field at the same level with a lower mass flow than the Rotor 67 fan. When the tip blades pass by the distortion region, the rotating stall is more likely to be triggered at the time of dropping out of the distortion region.

Key words: Boundary layer; Compound sweep; Transonic fan; Distributed propulsion; Total pressure distortion; Aerodynamic performance

^{*} 收稿日期: 2020-03-23; 修订日期: 2020-05-06。

基金项目:中国空气动力研究与发展中心基础和前沿技术研究基金资助项目(PJD20170236)。

通讯作者:魏 巍,硕士,工程师,研究领域为叶轮机械气动热力学。E-mail: nwtu@163.com

引用格式:魏 巍,任思源,达兴亚,等.边界层吸入跨声速复合掠型风扇气动性能研究[J].推进技术,2021,42(8):1815-1826. (WEI Wei, REN Si-yuan, DA Xing-ya, et al. Aerodynamic Performance Study for Transonic Compound Swept Fan with Boundary Layer Ingestion[J]. Journal of Propulsion Technology, 2021, 42(8):1815-1826.)

1 引 言

随着军、民用航空飞行器向推进/机体一体化布 局发展,飞机与发动机之间的影响越来越紧密,进气 道与风扇之间的部件耦合影响越来越突出。近年 来,边界层吸入式推进技术在亚声速民用固定翼飞 行器上的广泛研究发现,边界层吸入式推进技术有 望降低10%~15%的燃油消耗率[1-2],但也面临着风 扇部件吸入低能流体导致气动性能降低、稳定边界 缩减的风险。传统军、民用飞行器采用带隔道式进 气道、机翼下吊装、机翼上支撑等布局安装发动机, 考虑到了机体、来流附面层、支撑装置等因素对发动 机进口流场品质的影响,降低来流气流参数畸变程 度,减小发动机性能损耗。边界层吸入式推进技术 有望吸除飞行器机身/机翼产生的低动量流体,将吸 人的低能流体通过风扇的增压作用重新注入新的能 量,从而增加飞行器推进效率,获得飞机和发动机的 总体性能收益。

边界层吸入推进技术的潜在优势已经得到了许 多的技术论证^[3-4]。然而,国内外广泛研究表明,气流 畸变会对风扇产生不利影响^[5-6],既会影响风扇总压 比和效率,也会缩减稳定裕度。文献[7-8]也说明, 边界层吸入进气道可以进行优化设计并降低出口气 流畸变,但是并不能完全消除。为确保边界层吸入 推进飞机、发动机的总体性能得到提升,风扇部件必 须连续、安全、高效地工作在畸变来流状态下,保持 高的气动效率和良好的稳定性。

从2012年起,美国Glenn研究中心、联合技术研 究中心、弗吉尼亚理工大学在亚声速固定翼研究计 划支持下,持续不断研究NASA N+2翼身融合飞行器 畸变容忍风扇的气动设计和耦合影响问题,涵盖部 件气动设计和优化、不同畸变来流时结构应力和强 迫响应评估、试验验证等多个方面。早期的 CFD 预 测结果表明,设计的畸变容忍风扇在边界层吸入时 效率降低不大于2%[9],稳定裕度没有明显降低。结 构应力分析表明,畸变来流时不会产生颤振现象[10]。 总压和旋流畸变的动态响应研究[11-12]发现,畸变区域 攻角的变化导致叶片通道存在复杂的动态响应。旋 流畸变发生器模拟试验表明,进口旋流导致风扇总 压比亏损1.5%,出口气流角变化达±10°,导致发动机 外涵推进效率下降。2018年,该风扇在Glenn研究中 心 8×6 英尺超声速风洞中完成进气道/畸变容忍风扇 风洞试验[13-14],在设计转速时发现了一阶弯模态颤振 现象,绝热效率为87.9%,稳定裕度为12%,并未达到 理想状态。可见,畸变容忍风扇气动设计具有技术 挑战性。

剑桥大学在研究静音飞行器时同样选择了边界 层吸入式推进技术^[15-16],为了揭示边界层吸入影响机 理,发展有效的畸变容忍风扇设计方法,Hall等^[17-18] 详细研究了边界层吸入时低速风扇和跨声速风扇的 流场特征及失速特征,发现边界层吸入导致级效率 降低1%~2%的气动效率,转子叶尖存在机匣边界层 分离,失速前的非定常壁面静压脉动同周向转子气 流攻角变化有关,但边界层吸入对风扇稳定边界影 响较小。Page等^[19]采用非定常模拟方法研究了稳态 旋涡的展向位置和涡核尺寸两个因素,发现稳态旋 涡对风扇稳定裕度几乎不产生影响。

2017年剑桥大学 Hall 等^[20]采用非轴对称通流分 析方法对边界层吸入情况下的风扇概念设计方法进 行了研究,对比分析了调节转子展向功分布、转/静间 隙、设计非轴对称静子三种方案时风扇的气动性能, 发现非轴对称静子可改善转子出口压力分布,降低 转子出口流场畸变,有利于改善边界层吸入风扇的 气动性能。

为了提高 N3-X 分布式推进飞机风扇部件的气动性能, Glenn 研究中心采用风扇对转的形式设计了 畸变容忍风扇^[21], 并采用遗传算法和试验设计的方 法对 30个设计变量进行了优化。数值模拟结果表 明, 边界层吸入时风扇级效率可达 88%, 且效率对进 口边界层分布敏感性较弱。

国内针对边界层吸入时的畸变容忍风扇研究还 比较少,但在畸变来流对风扇/压气机部件的流动特 性和流场特征方面认识比较深刻,并逐步开展了增 强风扇稳定性、提高风扇部件性能的设计技术研究, 如前掠叶片技术^[22]、非对称静子^[23]、弯叶片^[24]等,均 获得了一定的成效。本文针对翼身融合分布式推进 飞机存在的边界层吸入导致风扇遭遇气流畸变问 题,采用叶片前缘掠型构造的方法研究一种复合掠 型叶片在边界层吸入时的气动性能。以Rotor 67风 扇为基准,在均匀进气条件下对比分析不同前缘掠 角分布的风扇气动性能和流场特征;在边界层吸入 时详细分析边界层吸入时复合掠型风扇的气动性 能,寻求畸变流场通过复合掠型风扇的流动特征。

2 研究对象及方法

2.1 研究对象

本文研究对象来源于翼身融合分布式推进飞机^[25],如图1所示。为了减少复杂的进气道物理模型

和外部绕流对研究问题的干扰,采用一小偏距方转 圆S弯进气道模拟边界层吸入时发动机的进口流场, 采用 Rotor 67^[26]为基准型风扇模拟风扇部件对进气 道及机身边界层的气流抽吸作用。其中进气道为轴 向进气,轴向出气;进口长宽比为2.0,轴向长度与出 口直径(*D*)之比为1.5,进口根部与出口根部偏距为 0.5倍直径*D*,通过缩放进气道模型尺寸,实现与风扇 进口尺寸完全对接。

进气道进口边界层选取 1/7 次幂光滑平板湍流 速度边界层分布律进行构造,并假定进口区域总温 保持恒定,通过在进口位置积分速度分布、密度分布 和面积,计算质量流量。在给定目标质量流量时,迭 代计算出边界层速度分布,进而获得进口的总压分 布。本文进气道进口吸入边界层厚度为 20% 进口高 度,目标质量流量选取为 Rotor 67标准状态下的设计 点质量流量 33.25kg/s,经三维计算得到进口边界层厚 度与进口高度之比为 20.03%,位移厚度与进口高度 之比为 2.6%,动量厚度与进口高度之比为 1.8%。获 得的进气道出口总压恢复系数等值线分布如图 2 所 示,其中箭头所指方向为叶片旋转方向,标示角度方 向为定义圆周方向,p,表示总压,p₀表示进口总压。该 工况进气道出口周向稳态总压畸变指数为 2.3%。



Fig. 1 Blended wing distributed propulsion airplane^[25]



Fig. 2 Total pressure recovery coefficient contours of intake outlet

2.2 掠型风扇设计方法

边界层吸入时畸变容忍风扇设计策略主要有以 下几种:(1)从叶型角度出发,控制叶片响应畸变低 压区时间大于叶片通过低压区时间,可增强风扇对 于畸变来流的稳定性^[27],但由于该方法需要调节叶 片设计转速,不能普遍适用于风扇设计问题。(2)从 单转子角度出发,以掠型叶片研究^[22,28-29]为基础,深 入挖掘前掠叶片提高风扇抵抗气流畸变的能力,降 低畸变敏感度^[30]。(3)基于畸变来流时下游部件可调 节风扇/压气机叶片载荷,降低压气机来流速度畸变 的认识^[31],在级环境条件下,通过非轴对称静子来调 节上游转子出口局部背压,实现风扇进口流场参数 的再次分布和畸变降低^[20]。(4)采用对转形式将单个 叶片气动负荷分离为2个叶片,提高风扇适应气流畸 变的能力^[21]。限于转速、级环境全环非定常数值模 拟等因素的约束,本文仅对风扇转子叶片开展掠型 设计的研究工作。

叶片掠型可以采用掠量、气动掠角、几何掠角来 度量。掠量为相对于基准叶片沿着掠方向移动的 距离,气动掠角^[32]一般定义为叶片前缘法平面N(见 图3)与当地相对来流方向 w 的夹角 a,。该角度为空 间角度,与叶片轴向和周向移动量均有关系。当掠 角<0°时为前掠,掠角>0°时为后掠。实际应用中,相 对气流角和叶型几何角之间会存在攻角的差异,当 攻角沿叶片径向分布未知时,气动掠角只有经过三 维数值计算分析后才能获得。当叶片几何掠、弯自 由度发生变化时,由于叶片径向负荷变化,来流相对 气流角会进一步变化,导致气动掠角并不容易确定。 为简化掠型风扇的构造方法,本文采用几何掠角来 定义叶片的掠型变化,掠角定义为叶片前缘法平面N 与叶型中线前缘点切线的夹角。当叶片攻角径向分 布为0时,气动掠角简化为几何掠角。



Fig. 3 Definition of blade geometry swept angle

常规风扇/压气机气动设计中,或多或少都会表现出一定的掠型,由于掠角偏小,常称为无掠设计。 Denton等^[33]在二维叶型层面定义,沿着叶型弦线方向移动为掠,沿着垂直于叶型弦线方向移动为弯(见图4)。本文掠量即为弦线方向的移动量,三维坐标 系下前缘曲线形成的几何掠角定义为掠角,通过掠 量和掠角的参数化来形成不同的叶片掠型。由于掠 是影响压气机叶片稳定裕度的主要因素,且转子叶 片受离心力较大,弯变量的不合适移动会造成叶片 应力集中^[34]。因此,本文叶片掠型构造方法中暂不 考虑弯自由度,只通过改变叶片不同截面叶型掠量 大小实现前缘掠角的不同分布。



Rotor 67转子叶片径向分布共计14个截面,截面 数较多,叶型进口几何角和安装角变化大,前缘空间 曲线复杂,需要采用多个控制点进行掠型的构造。 本文掠型设计时沿展向分别取8个控制点进行每个 截面的掠量控制,每个控制点的坐标值经Rotor 67叶 片进口机匣尺寸无量纲化,其中第一个根部叶型控 制点掠量固定为0,表示根部截面叶型空间位置保持 不变;最后一个尖部叶型控制点始终处于径向1.0位 置,掠量可变。中间叶型由6个控制点坐标进行调 节,控制点之间采用三次样条插值方法进行分布,给 定第一和最后一个控制点的一阶导数值建立三次样 条的函数关系式。

单个叶型的掠型移动按叶型弦线方向进行,为 了确保叶片掠型移动后稠度保持不变,任意坐标点 移动过程中半径 R 保持不变。在 Z-Y 平面内和 Z-rθ 平面内分别建立坐标系,可得如下关系式

$$\Delta L^2 = \Delta Z^2 + \Delta Y^2 \tag{1}$$

$$\tan(S_{\rm K}) = \Delta Y / \Delta Z \tag{2}$$

$$\Delta Y = R_i \times \Delta \theta \tag{3}$$

式中ΔL为叶型掠型移动量, R_i为单个坐标点径 向半径, Δθ为周向角度变化量, S_k为原始叶型安装 角。分别对转子叶片14个截面叶型进行掠型移动, 机匣和轮毂型线 Z 向移动量同根、尖部叶型保持一 致,确保轮毂和机匣流道对端区流动的控制。掠型 移动后计算转子叶片前缘的空间曲线参数,获得叶 片几何掠角沿展向分布。

文献[35]对跨声速风扇前缘曲线的掠型分布研 究表明叶片中部后掠、尖部前掠的复合掠型布局对 叶中和叶尖流动均有利,可以改善激波结构;同时, 这种掠型的前缘诱导分速度有利于降低叶尖低能流 体的堆积,是一种较好的掠型形式。该种掠型布局 已被日本 IHI 公司、英国 RR 公司注册专利^[36-37],在 GE 90 大涵道比发动机风扇叶片上也得到了应用。 本文以此类掠型为蓝本设计了 Case 3 复合掠型方案, 其中40%叶展位置掠角近似为0°.60%位置达到最 大后掠角,80% 叶展位置掠角再次近似为0°。为了便 于对比分析,在近似相同的最大尖部前掠量的情况 下设计了两个对比方案,其中Case 1为全叶展前掠角 5°设计:Case 2为由根部至尖部掠角近似线性分布, 根部掠角同 Rotor 67 相近,尖部为前掠10°。掠型设 计风扇与Rotor 67风扇的前缘掠角沿叶片展向分布 如图5所示,3个掠型改型设计风扇的掠量比例沿叶 片展向分布如图6所示,改型设计完成后风扇在X-Z 平面上的投影图如图7所示。



Fig. 5 Different leading swept angle distributions among span

2.3 数值计算方法

本文数值计算采用 NUMECA 软件启动定常和非 定常的雷诺平均 Navier-Stokes 方程组求解。定常计 算方法主要应用于均匀来流时单转子的气动性能评 估,非定常计算方法应用于边界层吸入时进气道和 风扇的全环耦合计算。计算过程中采用多重网格技 术加速流场收敛。湍流模型选取参考了文献[38-40]对 Rotor 67 风扇的数值模拟结果,选取的一方程 Spalart-Allmaras(S-A)模型,在均匀来流、180°周向 总压畸变来流时均可获得合理的 Rotor 67 风扇流场



Fig. 6 Different relative sweep value distributions among span



Fig. 7 Projections of blades in Z-X plane

分布。本文进口边界条件选取为标准大气,边界层 吸入时给定目标总压分布;壁面边界采用绝热条件; 通过逐渐提高出口背压的方式获得风扇部件的不同 工况点。定常计算时风扇近失速工况的背压调节精 度<100Pa;非定常计算以定常计算收敛结果为初场, 逐步向失速边界靠近,非定常计算近失速工况的背 压调节精度<150Pa。

本文非定常部件耦合计算三维模型如图8所示, 计算域包含方转圆进气道、帽罩及全环风扇,分别在 进气道进口和风扇出口设置了1D和0.5D的延伸段, 增强流场收敛性。进气道与风扇的转、静交界面选 取在帽罩区域,可实现交界面左右网格周期性一致, 即可在定常计算时采用冻结转子法传递交界面气流 参数,也可减小数据传递误差。单通道风扇定常计 算时,无进气道和帽罩部分,风扇为环形均匀进气, 计算域进口距离风扇叶片轮毂位置1D,出口位置保 持同非定常计算一致。

部件耦合计算之前,分别采用Glenn研究中心的 大偏距S弯进气道^[41]、Rotor 67风扇对本文数值计算



Fig. 8 Coupling simulation model of intake and fan

方法进行定常计算校核,其中进气道网格总数为 3.34×10°,近壁面第一层网格尺寸为2µm,确保近壁 面y^{*}值在2以内。图9给出了大偏距S弯进气道出口 截面总压系数 C_p分布, C_p定义见式(4)。式中p₁₁, p₁₂分 别表示进口总压和出口总压, p_{s1}表示进口静压。由图 可知截面上部边界层厚度、下部旋涡核心位置都吻 合得较好,低压区域预测范围吻合度较文献[42]预 测结果都有一定提高,表明本文预测方法具有较高 可信度。将这套网格设置应用于本文小偏距S弯进 气道时,由于尺寸比 Glenn研究中心的大偏距S弯进 气道更小,内部网格密度会比大偏距S弯进气道更 燃了。将这套网路资金。

$$C_{p} = \frac{p_{12} - p_{s1}}{p_{11} - p_{s1}} \tag{4}$$



Fig. 9 Outlet total pressure coefficient contours of the large offset S-shaped intake

风扇部分采用5套网格进行网格无关性验证,考 虑近壁面y*值会一定程度影响风扇/压气机数值模拟 的准确性^[43-44],本文在S-A湍流模型对近壁面y*<5.0 范围内,通过调节近壁面网格尺寸获得不同的近壁 面y*值,当近壁面第一层网格尺寸为2μm,近壁面y* 值能够在2.0以内。图10给出了5套网格预测的风 扇设计转速效率特性曲线。由图可知降低近壁面y* 值有利于减小CFD与试验值偏差,增大网格数影响 稳定边界的预测;当在近壁面y⁺值达到2.0,单通道网格数为9.0×10⁵时,得到效率和稳定裕度都较好的预测效果,特性曲线变化趋势也同试验值保持一致,说明本文采用的数值计算方法可以较好地预测Rotor 67风扇性能,数值校验结果同文献[43]校验结果也 相差较小;且本文掠型风扇相较于Rotor 67风扇仅改 变了前缘掠角分布,对叶型、轮毂和机匣型线均未改 变,保持了同Rotor 67风扇的几何相似性。因此,采 用网格总数为9.0×10⁵,近壁面y⁺值在2.0以内的网格

拓扑结构进行掠型风扇的网格生成。



Fig. 10 Grid independence check by the Rotor 67 efficiency performance curves

定常和非定常计算均以上述校验网格方案生成 新的小偏距S弯进气道和掠型风扇的网格,帽罩部分 网格数为2.2×10⁶,总网格数为2.534×10⁷。非定常计 选用Domain Scaling方法,单个叶片通道设置为17个 计算时间步,全环一周共计374个时间步,总计算时 间不少于20个全环时间周期,在本文计算工况中均 可获得残差、流量、压比、效率周期性波动的瞬态计 算结果,流量偏差为0.1kg/s,效率偏差为0.01%,总压 比偏差为0.02%。每个计算节点采用Intel 6148 Gold 处理器并行36个核心,单个非定常工况点计算需要 时间约为14d,本文同时启动4个计算节点并行计算 4个工况进一步缩短总计算耗时。

3 计算结果与分析

3.1 均匀进气时风扇性能和流场

图 11 给出了定常单通道计算时均匀进气风扇的 效率和总压比特性图,其中流量由 Rotor 67 堵塞流量 无量纲处理后得到。由图可知,Case 1 方案和 Case 3 方案并未改变 Rotor 67 的堵塞流量,Case 2 方案也只 是降低了堵塞流量 0.5%,可见本文掠型设计方案不 会对堵塞流量有较大影响。峰值效率点位置,Case 1 方案和 Case 2 方案均保持了同 Rotor 67 一致的最高 效率值, Case 3 方案较 Rotor 67 提高了 0.6% 的效率, 总压比却较 Rotor 67 稍低,可见总温升得到了有效抑 制。峰值效率点至失速点之间,所有掠型设计方案 均较 Rotor 67 效率特性线有较大改善,以 Rotor 67 设 计点参数统计各风扇综合稳定裕度,见式(5)。式中 $S_{\rm M}$ 为综合稳定裕度, π 表示总压比,m表示质量流量, 下标 s 表示近失速点,下标 d 表示设计值。Case 1~3 三个方案分别较 Rotor 67 提高 3.6%, 5.9% 和 7.1% 的 综合稳定裕度。

$$S_{\rm M} = \left(\frac{\pi_{\rm s}/m_{\rm s}}{\pi_{\rm d}/m_{\rm d}}\right) - 1.0 \tag{5}$$



Fig. 11 Efficiency and total pressure ratio performance curves of the fans with uniform inlet flow

不同掠型方案对Rotor 67的改进收益主要体现 在峰值效率工况至近失速工况阶段,因此本文在Rotor 67近失速流量位置提取四个风扇工况点,见图11 圆圈,标记为流量S工况位置,进行气动参数分析。 分别在叶片相同轴向进口位置提取流场参数并进行 周向质量平均处理,获得的进口流量系数如图12所 示,其中v_{s1}表示进口轴向速度,u表示叶尖圆周速度。 由图可知,几种掠型方案均降低了低叶展区域的流 量系数,提高了高叶展区域的流量系数;其中Case 1 方案、Case 2方案轴向速度分布差异不大,Case 3方 案 30% ~ 70% 叶展区域明显增大轴向速度,该区域叶 片的前凸使得来流更早地被叶片加功增压;更高叶 展流量系数均比Rotor 67大,也存在叶片前掠导致相 同来流位置轴向速度增加的情形。

图 13 给出了质量平均处理后扩散因子(D因子) 沿叶展分布。由图可知,相较于 Rotor 67 风扇,在 30% 叶展以下、80% 叶展以上所有掠型方案气动负荷 都一定程度降低; Case 1 方案、Case 2 方案在中部叶 1.0

0.8



Rotor 67 Case 1

Fig. 12 Inlet flow coefficient distributions of different fans among span on S condition



Fig. 13 *D* factor distributions of different fans among span on *S* condition

展区域提高了气动负荷; Case 3方案同 Rotor 67 风扇 保持一致。结合图14给出的质量平均总压比、等熵 效率沿叶展分布图可知,风扇轴向进气的情况下,不 同掠型风扇根部进口流量系数降低导致攻角适度增 大,近40%叶展区域以下总压比有明显增高。进口 攻角、出口气流角等多方面因素导致30% 叶展以下 扩散因子是降低的,气动效率在该范围有所提高。 中部叶展区域,叶片前缘越凸出,对流场轴向速度的 加速越明显,进口相对气流角减小,来流马赫数变化 不大的情况下叶片增压能力下降。中部区域只有达 到足够掠量,压比降低,总温升降低,才能维持与Rotor 67同等的气动负荷和高的气动效率。80% 叶展以 上区域,进口轴向流量系数增大,相对气流角减小, 在尖部处于唯一攻角状态下,适当提高流量系数相 当于增大了来流相对马赫数,通道激波位置后移,如 图 15 所示。图中L表示轴向弦长,p.表示静压,稳定 裕度增加;同时,气动负荷降低,在激波及与边界层 干涉产生的损失没有急剧增加的情况下,尖部气动 效率得到提升。



Fig. 14 Total pressure ratio and efficiency performance curves distributions of different fans among span



Fig. 15 Blade surface pressure distributions of different fans at 95% span

3.2 边界层吸入时风扇性能和流场

基于定常单通道风扇对比分析的结果,分别将 Case 3方案和 Rotor 67风扇同本文方转圆小偏距S弯 边界层吸入进气道结合,开展非定常的部件耦合计 算,进口边界层吸入厚度为20%进口高度。提取帽罩 区域转静交界面、风扇出口质量平均参数进行风扇部 分的绝热效率、总压比和流量参数统计,表示为BL 20%。为便于对比分析,引入定常单通道均匀进气时 Rotor 67风扇、复合掠型方案的计算效率和压比特性 曲线,表示为Clean flow。各工况点质量流量经 Rotor 67堵塞流量无量纲处理以后,获得的风扇部件效率、 总压比随无量纲流量的变化特性曲线如图16所示。

由图可知,方转圆进气道及进口边界层吸入导 致风扇部件堵塞流量降低1.7%;总压比和效率均有 一定程度降低,且大流量工况降低最大,小流量工况 降低较小。其中Rotor 67风扇峰值效率点降低1.2%, 复合风扇降低1.8%。均匀进气时复合风扇在峰值效 率点位置的效率收益,在边界层吸入时表现得并不 明显,但对稳定裕度的提升依然可观。



Fig. 16 Total pressure ratio and efficiency performance curves of the fans with inlet boundary layer ingestion

均匀进气时复合掠型风扇既提高了峰值效率点 的气动效率,又提升了原型Rotor 67的稳定裕度。边 界层吸入时,选取Rotor 67近失速工况S'流量位置 (见图16圆圈标记)的两个工况点进行叶尖激波位置 分析,分别提取处于周向180°位置均匀区、周向270° 畸变区的叶片表面压力分布,如图17所示。由图可 知,复合掠型方案对叶片载荷的影响同定常计算结 果一致,均提高了通道激波之前和之后吸力面的叶 片表面压力,降低了叶片载荷;同时,无论是处于畸 变区,还是处于非畸变区,相同流量工况、相同周向 位置复合掠型方案通道激波位置均较Rotor 67风扇 靠后。因此,均匀来流时评定的稳定裕度收益在边 界层吸入时依然保持较好的增益效果。值得注意的 是,处于边界层吸入总压畸变区的叶片,通道激波位 置更为靠前,通道激波前吸力面表面压力更低,载荷 更大。



Fig. 17 Blade surface pressure distributions of different circumferential positions at 95% span

为进一步揭示周向气动参数的分布,在距离转 子叶片前缘 0.5倍、尾缘约 1倍弦长的位置设置风扇 进、出口截面分析站点,选取单个通道时间范围内的 非定常计算流场,对进、出口截面流场进行通道时间 平均,并提取 95% 叶展位置提取总压及速度参数进 行数据处理,获得的总压比 p,/p₀,流量系数 v_/u 及气流 角(β₁或 α₂)参数分布如图 18 所示。图中总压 p₁采用 标准大气压力 p₀进行无量纲处理,p₁,p₂分别表示进 口总压和出口总压,u 为叶尖圆周速度,v₂,v₂分别表



Fig. 18 Passage-average total pressure ratio, flow coefficient and flow angle distributions of inlet and outlet planes at 95% span

示进口和出口轴向速度,β₁表示进口相对气流角,α₂ 表示出口绝对气流角,Eff.表示峰值效率点,Stall表示 近失速点,周向θ角定义如图2所示。由图可知,圆周 90°,270°来流畸变分别造成总压比亏损0.04,0.08,流 量系数降低 0.05, 0.1, 相对气流角增大 2°, 4°。随着 背压增大,流场逼近失速点,沿圆周方向总压亏损有 所减小,但进口流量系数、相对气流角沿圆周的不均 匀性变化并不明显。随着流量降低,轴向速度降低, 流量系数沿圆周整体性降低,进口相对气流角整体 性增大,并未明显影响畸变区的相对变化量。对比 Rotor 67和 Case 3 掠型风扇可知,95% 叶展位置峰值 效率点的进、出口参数分布差异均不大;但在近失速 点,Case 3 掠型风扇能够在更低的流量工况下承受同 等的总压、流量系数、进口气流角沿周向的参数不均 匀性,表现出对来流气动参数畸变的适应能力。出 口截面,由于风扇的增压作用和气流的掺混作用,总 压比、出口轴向速度和绝对气流角沿圆周分布的不 均匀性均得到一定抑制;由于掠型风扇近失速工况 出口绝对气流角较 Rotor 67 增大近 5°, 给后排静子叶 片匹配设计带来一定挑战。

3.3 叶片通道内畸变流场发展

边界层吸入及进气道S弯容易造成内部产生气 流分离,导致低速区产生,造成总压、轴向速度、相对 马赫数等参数不均匀分布。图19给出了复合掠型风 扇与进气道耦合计算Y向中心对称截面绝对马赫数 云图,由图可知在进入风扇之前由于流道收缩,低速 畸变区在不断减小,进气道出口畸变会随着主流加 速、畸变区与非畸变区气流掺混而减弱。



centrosymmetric plane in Y direction

以 Case 3 掠型风扇近失速点为例,如图 20 截取 4 个截面;其中 Section 1 距离叶片根部前缘 5cm, Section 2 通过叶片前缘线并相交于近 50% 叶展位置,位 于复合掠型风扇前缘中部最凸出位置附近,可用于 观察掠型叶片对轴向速度的加速作用。Section 3 通 过 95% 叶展尖部泄漏流核心区,可用于观察尖部泄 漏流低速区大小。Section 4处于通道激波后,位于 尖部叶型最大厚度位置之后,可用于观察通道激波 后静压分布。图 21 给出了 Section 1, Section 2 流量 系数 v_/u 云图分布,其中 u 为叶尖圆周速度,v_为轴向 速度。由图可知,气流进入叶片通道以后尖部低速 区轴向速度得到较大提高,50% 叶展以上复合掠型 区域对来流的加速作用不可忽视,在 Section 2 上流 量系数沿周向的非周期性分布已经得到了较大 弱化。



Fig. 20 Sketch map of different section positions



Fig. 21 Flow coefficient contours on near stall condition

图 22,23 分别给出了 Section 3, Section 4 的相对 马赫数云图和无量纲静压分布云图,其中 Ma_w为相对 马赫数,静压 p_s采用标准大气压 p₀进行无量纲处理。 由图可知, Section 3 截面通道激波前超声速区域沿圆 周分布的大小和范围均存在差异,其中周向 270°畸 变区附近超声速区域最小,马赫数最低,泄漏流产生 的低速区范围最小。顺时针进入畸变区时泄漏流低 速区范围和超声速流场范围增长较为缓慢,退出 270°周向位置畸变区泄漏流低速区和超声速流场范 围很快达到最大。图 23 无量纲静压分布进一步说 明,在退出 270°周向畸变区时叶片通道后半段尖部 区域静压上升明显,通道出口静压增大会导致叶片 负荷增大,泄漏流强度增强。



Fig. 22 Relative Mach number contours at Section 3 plane



Fig. 23 Dimensionless static pressure contour at Section 4 plane

为进一步说明叶片经过畸变区的流场变化,图 24 给出了近失速点 95% 叶展的瞬时相对马赫数云 图。其中,90°,360°,270°均为圆周位置,A点表示未 受畸变来流影响区,B点表示进入畸变影响区,C点表 示处于畸变影响区,D点表示退出畸变影响区。提取 对应叶片表面压力,并在单个叶片通道时间范围内 进行时间平均处理,获得表面压力分布如图 25 所示。

由图可知,未受畸变影响区和刚进入畸变影响 区叶片的表面压力分布差别不大。完全进入畸变 影响区以后,来流相对马赫数降低,吸力面前段激 波位置前静压降低,载荷增大,激波位置提前。退 出畸变区时,来流相对马赫数提高,不但吸力面前 段静压降低,激波位置提前,在压力面前缘加速影 响区以后,壁面静压均有较大提升,导致叶片载荷 进一步提升;同时,吸力面近尾缘静压上升,起始位 置恰为通道几何喉道附近,至此,喉道以后流场也 发生变化。完全退出畸变区以后,载荷恢复至未受 畸变影响区影响水平,激波位置回退。由此可见, 旋转叶片通过畸变区,由高压区进入低压区和由低 压区进入高压区,叶片对流场的响应是不同的。 Cousins^[27]研究结果表明叶片对低压区存在响应时 间,该时间为低压区气流由进口至喉道位置的通过 时间。当叶片响应时间大于叶片周向通过低压区 时间,则低压区类似于叶片尾迹,流动处于稳定状 态;当叶片响应时间小于叶片周向通过低压区时 间,则低压区范围扩大,流动容易处于不稳定状态。 退出畸变区时来流马赫数更高,通道内流速更快, 叶片响应时间更短,流动更趋于不稳定。从跨声速 转子叶片尖部流场失稳特征角度看,常规转子叶片 受通道激波、泄漏流等因素影响,叶片载荷超限会 触发旋转失速。由于边界层吸入转子叶片退出畸 变区时,叶片载荷变化更大,通道背压更高,进一步 逼近失速工况,则叶片退出畸变区时更易触发旋转 失速。



Fig. 24 Relative Mach number contours on near stall condition at 95% span



Fig. 25 Passage and time-average blade surface pressure distributions of different positions at 95% span

4 结 论

(1)本文提出了一种掠型叶片设计方法,并在均 匀来流条件下对比了叶片前缘线几何掠角不同分布 规律的风扇性能,获得的复合掠型风扇可以不改变 堵塞流量,峰值效率提高0.6%,稳定裕度提升7.1%。 稳定裕度提升在于叶片展向气动负荷的匹配优化, 使得相同流量工况改型风扇通道激波位置后移。

(2)边界层吸入 20% 进口高度时复合掠型风扇 和 Rotor 67 堵塞流量均降低 1.7%,峰值效率降低 1.8%,1.2%。进口边界层吸入对稳定裕度影响并不 明显,复合掠型风扇稳定裕度提升机制同定常单通 道计算分析一致。

(3)边界层吸入时,叶片通过畸变区域,会导致 通道激波位置提前,吸力面前段加速更快,载荷更 大;退出畸变区过程中,喉道以后载荷也发生变化, 压力面静压提升,叶片载荷达到最大;叶片退出畸变 区域时更容易触发旋转失速。

致 谢:感谢中国空气动力研究与发展中心基础和前沿 技术研究基金资助项目的资助。

参考文献

- [1] Arend D J, Tillman G, O'Brien W F. Generation after Next Propulsor Research: Robust Design for Embedded Engine Systems[R]. AIAA 2012-4041.
- [2] Kawai R T, Friedman D M, Serrano L. Blended Wing Body (BWB) Boundary Layer Ingestion (BLI) Inlet Configuration and System Studies [R]. NASA-CR-2006-214534.
- [3] Plas A P, Sargeant M A, Madani V, et al. Performance of a Boundary Layer Ingesting Propulsion System [R]. AIAA 2007-450.
- [4] 达兴亚,范召林,熊 能,等.分布式边界层吸入推

进系统的建模与分析[J]. 航空学报, 2018, 39(7).

- [5] Davis M W, Hale A A, Klepper J. 40 Years of AEDC Development, Evolution and Application of Numerical Simulations for Integrated Test and Evaluation of Turbine Engine Turbomachinery Operability Issues [R]. AEDC-TR-09-T-19, 2010.
- [6] 刘大响.航空燃气涡轮发动机稳定性设计与评定技术 [M].北京:航空工业出版社,2004.
- [7] Razvan V F, Claude M, Larry W H, et al. Parametric Analysis and Design for Embedded Engine Inlets [R]. AIAA 2012-3994.
- [8] Allan B G, Owens L R, Lin J C. Optimal Design of Passive Flow Control for a Boundary-Layer-Ingesting Offset Inlet Using Design-of-Experiments [R]. AIAA 2006-1049.
- [9] Florea R V, Voytovych D, Tillman G, et al. Aerodynamic Analysis of a Boundary-Layer-Ingesting Distortion-Tolerant Fan[R]. ASME GT 2013-94656.
- [10] Bakhle M, Reddy T S R, Herrick G P, et al. Aeromechanics Analysis of a Boundary Layer Ingesting Fan [R]. AIAA 2012-3995.
- [11] Ferrar A M, O'Brien W F. Fan Response to Total Pressure Distortions Produced by Boundary Layer Ingesting Serpentine Inlet[R]. AIAA 2012-3996.
- [12] Frohnapfel D J, O'Brien W F, Lowe K T. Fan Response to Inlet Swirl Distortions Produced by Boundary Layer Ingesting Aircraft Configurations[R]. AIAA 2015-3804.
- [13] Cousins W T, Voytovych D, Tillman G. Design of a Distortion-Tolerant Fan for a Boundary-Layer Ingesting Embedded Engine Application[R]. AIAA 2017-5042.
- [14] Provenza A, Duffy K P, Bakhle M A. Aeromechanical Response of a Distortion Tolerant Boundary Layer Ingesting Fan[R]. ASME GT 2018-77094.
- [15] Plas A P, Sargeant M A, Greitzer E M, et al. Performance of a Boundary Layer Ingesting (BLI) Propulsion System[R]. AIAA 2007-450.
- [16] Hall C A, Crichton D. Engine Design Studies for a Silent Aircraft[R]. ASME GT 2006-90559.
- [17] Gun E J, Hall C A. Aerodynamics of Boundary Layer Ingesting Fans[R]. ASME GT 2014-26142.
- [18] Perovic D, Hall C A, Gunn E J. Stall Inception in a Boundary Layer Ingesting Fan [R]. ASME GT 2015-43052.
- [19] Page J H, Tuker P G, Hield P. Effect of Vortex Ingestion on Transonic Fan Stability[R]. AIAA 2016-0396.
- [20] Hall D K, Greitzer E M, Tan C S. Analysis of Fan Stage Conceptual Design Attributes for Boundary Layer Ingesting [J]. ASME Journal of Turbomachinery, 2017, 139 (7).

- [21] Lee B J, Liou May-Fun, Celestina M. Conceptual Design of a Counter-Rotating Fan System for Distributed Boundary Layer Ingesting Propulsion [R]. ISABE-2019-24285.
- [22] 季路成,陈 江,林 峰. 轴流压气机设计中"掠"的 另类认识[J]. 工程热物理学报, 2005, 26(4): 567-571.
- [23] 傅文广,孙 鹏,徐佳汇,等.畸变条件下非轴对称 静叶对风扇流场影响的数值研究[J].工程热物理学 报,2015,36(6):1207-1212.
- [24] 陶立权,孙 鹏,钟兢军.弯叶片对畸变条件下风扇 性能影响研究[J].推进技术,2013,34(7):898-903.
 (TAO Li-quan, SUN Peng, ZHONG Jing-jun. Effects of Bowed Stator on a Fan Performance with Distorted Inlet [J]. Journal of Propulsion Technology, 2013, 34(7): 898-903.)
- [25] 达兴亚,李永红,熊 能,等. 翼身融合运输机分布 式电推进系统设计及油耗评估[J]. 航空动力学报, 2019,34(10):2158-2166.
- [26] Straziszar A J, Wood J R, Hathaway M D, et al. Laser Anemometer Measurements in a Transonic Axial-Flow Fan Rotor[R]. NASA TP 2879, 1989.
- [27] Cousins W T. A Theory for the Prediction of Compressor Blade Aerodynamic Response [R]. AIAA 98-3308.
- [28] Wadia A R, Szucs P N, Crall D W. Inner Workings of Aerodynamic Sweep [J]. ASME Journal of Turbomachinery, 1998, 120(10): 671-682.
- [29] 胡国荣.弯掠形叶片高速气动力学分析初探[J]. 航空 发动机, 2000, 26(4): 1-8.
- [30] Wadia A R, Szucs P N, Crall D W, et al. Forward Swept Rotor Studies in Multistage Fans with Inlet Distortion [R]. ASME GT-2002-30326.
- [31] Greitzer E M, Mazzawy R S, Fulkerson D A. Flow Field Coupling Between Compression System Components in Asymmetric Flow[J]. ASME Journal of Turbomachinery, 1978, 100(1): 66-72.
- [32] 程荣辉,周拜豪.掠形风扇技术研究[J]. 燃气涡轮试 验与研究,1988,11(2):12-17.

- [33] Denton J D, Xu L. The Effects of Lean and Sweep on Transonic Fan Performance[R]. ASME GT 2002-30327.
- [34] 张正秋, 邹正平, 刘宝杰. 高负荷风扇叶片重心线调
 节对叶片强度和气动性能的影响分析[J]. 航空学报,
 2006, 27(3): 380-385.
- [35] 邢秀清,周 盛,赵晓路.掠弯叶片前缘曲线同流场结构的关联[J]. 航空动力学报,2000,15(4):337-341.
- [36] Takeshi M. Fan Rotor Blade and Fan [P]: US: 2013/ 0323065 A1, 2013-06-25.
- [37] Rowlands Paul A, Clifton. Swept Fan Blade [P]: EP0801230B1, 2003-04-23.
- [38] Nathan Spotts, Xinfeng Gao. A Comparative Study of Turbulence Models for Rans Simulation of Rotor 67 [R]. AIAA 2016-0608.
- [39] Fidalgo V J, Hall C A, Colin Y. A Study of Fan-Distortion Interaction within the NASA Rotor 67 Transonic Stage
 [J]. ASME Journal of Turbomachinery, 2012, 134(9).
- [40] Ning Fang-fei, Xu L. Numerical Investigation of Transonic Compressor Rotor Flow Using an Implicit 3d Flow Solver with One-Equation Spalart-Allmaras Turbulence Model[R]. ASME GT 2001-0359.
- [41] Wellborn S R, Reichert B A, Okiishi T H. An Experimental Investigation of the Flow in a Diffusing S-Duct [R]. AIAA 92-3622.
- [42] Colin F, Ramesh K A. Simulation of Secondary and Separated Flow in Diffusing S Ducts [J]. Journal of Propulsion and Power, 2015, 31(1): 180-191.
- [43] 安 鑫,孙小磊,崔伟伟,等.端壁抽吸对跨声速转 子流动特性影响研究[J].推进技术,2016,37(9): 1664-1672. (AN Xin, SUN Xiao-lei, CUI Wei-wei, et al. Investigation on Effects of End Wall Boundary Layer Suction on Transonic Rotor Flow Characteristics [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2016, 37(9): 1664-1672.)
- [44] Jung Y J, Jeon H, Jung Y, et al. Effects of Recessed Blade Tips on Stall Margin in a Transonic Axial Compressor [J]. Aerospace Science and Technology, 2016, 54: 41-48.

(编辑:史亚红)